

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)

Свидетельство о регистрации ПИ № ФС77-64098

от 18 декабря 2015 г.

Учредитель – Государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования Московской области «Технологический университет имени дважды Героя Советского Союза, летчика-космонавта А.А. Леонова» (141074, Московская область, г. Королев, ул. Гагарина, д. 42)
Издается с сентября 2014 г.
Выходит 4 раза в год

ISSN 2409-1650

Журнал «Информационно-технологический вестник» включён в Перечень ведущих периодических изданий ВАК

Группы научных специальностей и научные специальности в рамках группы научных специальностей, по которым издание входит в Перечень:
05.07.00 Авиационная и ракетно-космическая техника [05.07.02 Проектирование конструкции и производство летательных аппаратов, 05.07.03 Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов, 05.07.10 Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности]. (входит в Перечень ВАК)
05.13.00 Информатика, вычислительная техника и управление [05.13.01 Системный анализ, управление и обработка информации (по отраслям), 05.13.18 Математическое моделирование численные методы и комплексы программ]. (не входит в Перечень ВАК)
05.16.00 Металлургия и материаловедение [05.16.06 Порошковая металлургия и композиционные материалы, 05.16.08 Нанотехнология и наноматериалы (по отраслям), 05.16.09 Материаловедение (по отраслям)] (входит в Перечень ВАК)

Подписной индекс в каталоге НТИ-Роспечать 62191

Главный редактор
Арпошенко Владимир Михайлович,
д.т.н., профессор

Над выпуском работали
Паршина Ю.С.
Пирогова Е.В.
Багдасарян А.А.
Харитонов А.А.
Макаревич Е.В.

Адрес редакции:
141070, Королев,
Ул. Октябрьская, 10а
Тел. (495) 543-34-31 (доб.138),
E-mail : rio-kimes@mail.ru,
Site: www.unitech-mo.ru

Редакция не несет ответственности за достоверность информации в материалах, в том числе рекламных, представленных авторами для публикации. Материалы приводятся в авторской редакции.

СОДЕРЖАНИЕ

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- Алферов М.В., Усачев Д.В., Сосунов М.В.
ОЦЕНКА БЕЗОПАСНОСТИ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ СИСТЕМ ОБРАЗОВАНИЯ АВАРИЙНЫХ ВЫХОДОВ, ВЫПОЛНЕННЫХ НА ОСНОВЕ ДЕТОНАЦИОННЫХ УДЛИНЁННЫХ ЗАРЯДОВ..... 3
- Арпошенко В.М., Воловач В.И.
ТОЧНОСТЬ ИЗМЕРЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ПАРАМЕТРА СИГНАЛА В АВИАЦИОННЫХ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ РАДИОСИСТЕМАХ ПРИ НАЛИЧИИ АДДИТИВНЫХ И МУЛЬТИПЛИКАТИВНЫХ ПОМЕХ С НИЗКИМ УРОВНЕМ. ЧАСТЬ 2 (ПРИМЕРЫ ИЗМЕРЕНИЯ ЧАСТОТЫ И ВРЕМЕНИ ПРИХОДА ПОЛЕЗНОГО СИГНАЛА)..... 14
- Бабин В.С.
ПРОБЛЕМА ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННЫХ АВИАЦИОННЫХ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ СВЯЗИ В УСЛОВИЯХ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОТОКОВ РЕЧЕВЫХ СООБЩЕНИЙ..... 27
- Брусков А.А.
АНАЛИЗ ОТКАЗОВ РАЗЛИЧНЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ..... 34
- Виноградов Д.Ю.
ОБОСНОВАНИЕ МОДЕЛИ ПРОГРАММНОГО ДВИЖЕНИЯ ДЛЯ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ..... 47
- Иванова К.А., Левин Д.Н., Шкурин М.В.
ТЕХНОЛОГИЯ НЕПРЕРЫВНОГО КОНТРОЛЯ ПСИХОФИЗИОЛОГИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА ДЛЯ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ НЕРЕГЛАМЕНТИРОВАННЫХ ДЕЙСТВИЙ ПИЛОТОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ..... 57
- Кучеров Б.А.
ОСОБЕННОСТИ УЧЁТА СИСТЕМЫ ОГРАНИЧЕНИЙ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ РЕСУРСОВ ПРИ РАСПРЕДЕЛЕНИИ СРЕДСТВ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ..... 68
- Огурцова Т.С., Асташева Н.П.
АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ «КБХИММАШ ИМ. А.М. ИСАЕВА» ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ КАЧЕСТВА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ..... 76

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

1. Барканов Е.Н., Dr.sc.ing.
2. Васильев Н.А., д.т.н., профессор
3. Леоненко Д.В., д.ф.-м.н., профессор
4. Тимофеев А.Н., д.т.н., профессор

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

1. Аббасова Т.С., к.т.н., доцент
2. Бухаров С.В., д.т.н., профессор
3. Бершадский В.А., д.т.н., профессор кафедры
4. Воловач В.И., д.т.н., профессор
5. Кучеров Б.А., к.т.н.
6. Логачев И.А., к.т.н.
7. Логачева А.И., д.т.н., профессор
8. Макаров М.И., д.т.н., профессор
9. Матвиенко Ю.Г., д.т.н., профессор
10. Мосалов О.П., к.т.н.
11. Разумовский И.М., д.ф.-м.н., профессор
12. Рудаков В.Б., д.т.н., профессор
13. Скрыбин М.Л., к.т.н.
14. Смердов А.А., д.т.н., профессор
15. Стрелюк Ю.В., д.т.н., профессор
16. Чесноков А.В., д.т.н.

Подписано в печать 15.12.2020

Формат В5

Печать офсетная. Усл.печ.л. 9,6

Тираж 500 экз.

Заказ №82-13

Отпечатано в типографии

ООО «Научный консультант»

г. Москва

Хорошевское шоссе, 35, корп.2

**ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И
УПРАВЛЕНИЕ**

Вальс В.И.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРИНЦИПА LEAN-PRODUCTION
ПРИ ОПТИМИЗАЦИИ ДОКУМЕНТООБОРОТА
ОРГАНИЗАЦИИ.....83

Мокану Г.С.
ПРОБЛЕМА БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЬЗОВАТЕЛЕЙ
В СЕТЯХ WI-FI.....89

Мосалов О.П.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ
ГЕНЕРАТИВНО-СОСЯЗАТЕЛЬНЫХ СЕТЕЙ
В ЗАДАЧЕ ПРЕДСКАЗАНИЯ СУЩЕСТВОВАНИЯ
РЁБЕР В ОНТОЛОГИЧЕСКОМ ГРАФЕ..... 96

Хорев П.Б., Сергеев А.В.
ПРИМЕНЕНИЕ СТЕГАНОГРАФИИ
В КОРПОРАТИВНОЙ СРЕДЕ..... 104

Царькова Н.И., Конова О.С.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ BIG DATA
ДЛЯ ОЦЕНКИ СТОИМОСТИ НЕДВИЖИМОСТИ.....110

Чевордаев И.А.
ОБОСНОВАНИЕ НАПРАВЛЕНИЯ ИССЛЕДОВАНИЙ
В ОБЛАСТИ КЛИЕНТ-СЕРВЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ....119

МЕТАЛЛУРГИЯ И МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЕ

Белый А.В.
МОДЕРНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
НАМОТОЧНОГО АППАРАТА МАШИН
ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА МЕТАЛЛОКОРДА..... 128

Михайлов А.В., Шахназаров К.Ю.
СВЯЗЬ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ
И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ДВОЙНЫХ
СПЛАВОВ С КАЧЕСТВЕННЫМИ ИЗМЕНЕНИЯМИ
ИНТЕРВАЛОВ КРИСТАЛЛИЗАЦИИ..... 134

Смердов А.А., Чесноков А.В., Грачев Ф.А.
РАСЧЕТ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОСЛОЙНЫХ
ПЛЕТЕННЫХ ПРЕФОРМ..... 145

УДК 629.7.017.1

Анализ отказов различных систем космических аппаратов

А.А. Брусков, аспирант,

Государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования Московской области

«Технологический университет имени дважды Героя Советского Союза,
летчика-космонавта А.А. Леонова», г. Королев, Московская область

Рассмотрены и проанализированы вопросы, связанные с анализом отказов различных систем космических аппаратов. Рассмотрен вопрос создания условий для анализа отказов в нескольких состояниях космического аппарата. Проведен сравнительный анализ надежности систем космических аппаратов. Показано, что результаты анализа отказов в нескольких состояниях могут быть использованы для дальнейшего детального изучения «физики аномалий и отказов» отдельных подсистем космического аппарата.

Анализ отказов, непараметрический анализ многопараметрических отказов подсистем, сравнительный анализ надежности, многофазные отказы космических аппаратов, анализ аномалий, параметрические модели Вейбулла, оценка Каплана-Мейера.

Analysis of failures of various spacecraft systems

A.A. Bruskov, post-graduate student,

State Budgetary Educational Institution of Higher Education
of the Moscow Region

«Technological University named after twice Hero of the Soviet Union,
pilot-cosmonaut A.A. Leonov», Korolev, Moscow region

Issues related to the analysis of failures of various spacecraft systems are considered and analyzed. The issue of creating conditions for analyzing failures in several States of the spacecraft is considered. A comparative analysis of the reliability of spacecraft systems is carried out. It is shown that the results of the analysis of failures in several States can be used for further detailed study of the « physics of anomalies and failures » of individual subsystems of the spacecraft.

Failure analysis, nonparametric analysis of multiparametric subsystem failures, comparative reliability analysis, multiphase spacecraft failures, analysis of anomalies, parametric Weibull models, Kaplan-Meyer estimation.

Многие инженерные системы, включая космические аппараты, могут испытывать отказы различной степени тяжести и, таким образом, переходить из полностью работоспособного состояния в различные состояния частичной де-

градации или полного отказа систем. База данных, используемая для статистического анализа в настоящей работе, выделяет четыре класса аномалий и отказов для каждой подсистемы космического аппарата: три деградированных состояния и одно состояние полного отказа:

- Класс I: отказ систем, приводящий к выходу космических аппаратов из строя. Это фактически означает полный отказ космического аппарата из-за отказа подсистемы или системы;

- Класс II: крупная неремонтопригодная неисправность, которая влияет на работу космического аппарата или его подсистем на постоянной основе;

- Класс III: крупная неисправность, приводящая к потере работы космического аппарата или его систем на постоянной основе;

- Класс IV: незначительная/временная ремонтпригодная неисправность, которая не оказывает существенного постоянного воздействия на работу космического аппарата или его систем.

Были собраны все аномалии и отказы, их распределение по различным классам показаны на рисунке 1.



Рисунок 1 – Распределение аномалий и отказов по степени тяжести для космических аппаратов, успешно запущенных в период с января 1990 года по октябрь 2020 года

Частичные отказы различной степени тяжести составляют значительную часть аномальных событий, с которыми космический аппарат сталкивается на орбите, и поэтому их анализ дает дополнительную и важную информацию для понимания поведения и склонности космических аппаратов к отказу их подсистем. Данные, представленные на рисунке 1, не следует чрезмерно интерпретировать за пределами смысла, который они передают. А именно, что сосредоточение внимания исключительно на надежности космических аппаратов, определяемой как вероятность нахождения в рабочем состоянии, упускает важную

часть по деградации систем и поведению при отказе космических аппаратов. Это приводит к следующим вопросам: «Как можно проанализировать ухудшение функциональности элемента?» и «Как со временем ухудшается функциональность конкретных подсистем космического аппарата?».

Создание условий для анализа отказов в нескольких состояниях космического аппарата. Чтобы произвести исследование отказов подсистем космических аппаратов необходимо идти в новом направлении за пределы бинарной концепции надежности до анализа аномалий и отказов в нескольких состояниях или происхождению отказов различной степени тяжести, как показано на рисунке 2. Анализ отказов в нескольких состояниях вводит «деградированные состояния» или частичные отказы и, таким образом, обеспечивает более глубокое понимание через более точный просмотр поведения деградации элемента и его прогрессии к полному отказу.

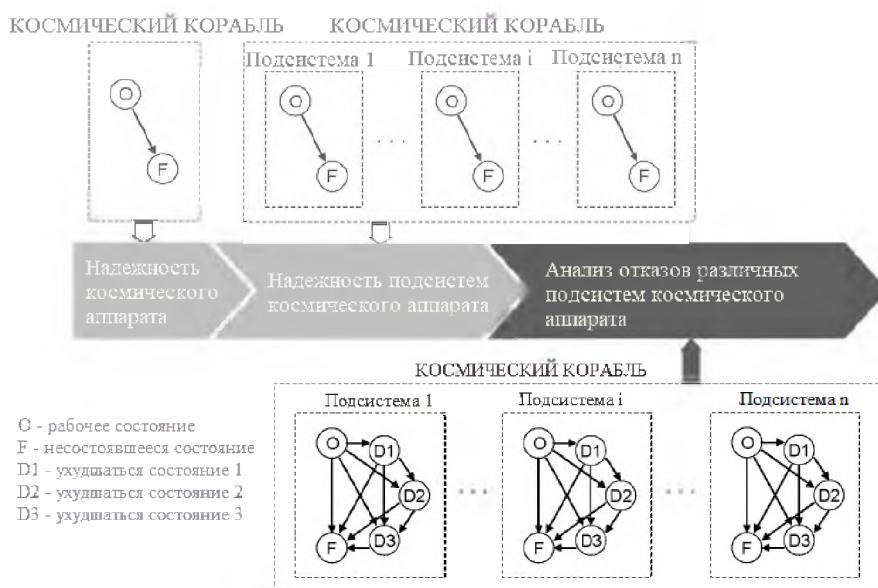


Рисунок 2 – Прогрессия в статистическом анализе отказов космических аппаратов и подсистем космических аппаратов

Диаграмма состояния отказа для каждой подсистемы показана на рисунке 3. Состояние 1 (отказ класса I) в стохастическом моделировании называется поглощающим состоянием: оно не может быть восстановлено, и поэтому из него не исходят исходящие переходы. На рисунке 3 не показаны переходы из частично отказавшего состояния в более высокому функциональному состоянию (т.е. нет направленной дуги от S_i к $S_{(i+1)}$ для $i \neq 1$). На самом деле в этом «исцеляющем» направлении происходит очень мало переходов (3,6%), как следует из базы данных.

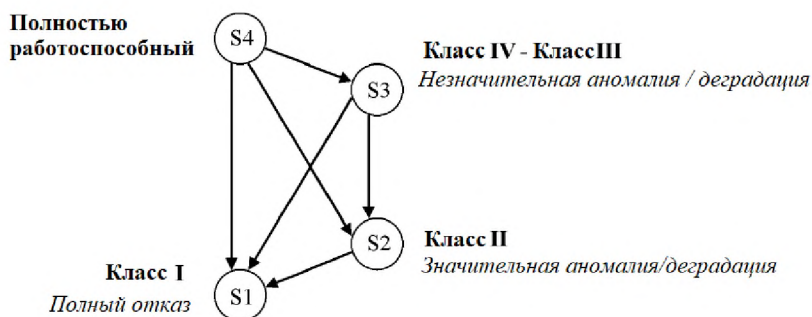


Рисунок 3 – Переходная диаграмма отказоустойчивости подсистем космического аппарата

Рассмотрим следующие обозначения:

T_{ij} – переход между состояниями i и j в состоянии

P_{ij} – условная вероятность перехода из состояния i в состояние j

Например, переход подсистемы из полностью работоспособного состояния (S4) в крупную аномалию (S2) обозначается как T_{42} , а вероятность перехода между этими двумя состояниями равна P_{42} . Как вычислить эти вероятности перехода рассмотрим далее.

Множественные отказы и анализ состояний: теоретические разработки и применения к подсистемам космических аппаратов.

Непараметрический анализ многопараметрических отказов подсистем. Здесь данные об отказах и аномалиях из всех ранее определенных состояний используются для вычисления вероятности перехода из одного состояния в другое для всех подсистем космического аппарата. Для каждой подсистемы и каждого перехода состояния (ij) собираются следующие данные:

- 1) дата его прибытия в состояние i ;
- 2) дата его выхода из состояния i в состояние j , если этот переход произошел;
- 3) «лимитированное время», если переход состояния (ij) не произошел.

Особое внимание необходимо уделять лимитам. Кроме того, помимо процедуры обработки данных с правой выборкой в бинарном случае анализа надежности отказы с несколькими состояниями вносят дополнительную тонкость в определение выборочных данных и их обработку. Набор данных по-прежнему подвергается случайной выборке с шахматной записью, что означает следующее:

– подсистемы в выборке активируются (дата прибытия в состояние i или дата запуска для $i = 4$) в разные моменты времени, но всегда время активации известны.

– даты отправления из состояния i в состояние j являются стохастическими (как и выборка).

Выборка происходит потому, что космический аппарат удаляется из вы-

борки до того, как произойдет T_{ij} , или потому, что конец окна наблюдения достигнут (октябрь 2020 года) без того, чтобы подсистема испытывала переход T_{ij} . Кроме того, при анализе отказов в нескольких состояниях при изучении T_{ij} для данной подсистемы выборка также происходит, когда подсистема переходит в состояние k , отличное от состояния j . В этом случае T_{ik} , $ck \neq j$ считается выборка для вычисления T_{ij} . Например, при изучении T_{43} , то есть перехода подсистемы из полностью работоспособного состояния в состояние малой аномалии/деградации, T_{43} подвергается выборке со стороны T_{42} и T_{41} , переходов в состояние 2 и состояние 1 (большая аномалия/деградация и полный отказ).

Соответственно, оценка Каплана-Мейера должна быть адаптирована для оценки условной вероятности P_{ij} перехода из состояния i в состояние j в контексте множественных сбоев с их четкой выборкой. Чтобы проиллюстрировать этот момент, рассмотрим диаграмму перехода, показанную на рисунке 4. ниже рассматривается оценка вероятности перехода из состояния i в состояние j , P_{ij} . Это, по сути, условная вероятность, которая означает, что если элемент находится в состоянии i , то P_{ij} , скорее всего, перейдет в состояние j к моменту t . Напомним, что выборка в бинарном анализе надежности подразумевает, что элемент был удален из наблюдения (по различным причинам) до возникновения сбоя. При анализе отказов в нескольких состояниях любой переход в другое состояние, отличное от интересующего, например, из состояния i в состояние j , также считается отбором. Например, на рисунке 4 переходы из состояния i в состояние r или s ($r \neq j$ и $s \neq j$) рассматриваются как выборочные для вычисления P_{ij} .

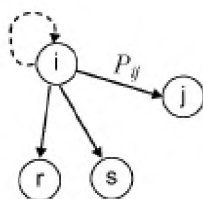


Рисунок 4 – Переходная диаграмма P_{ij}

Оценка \hat{P}_{ij} от P_{ij} записывается в виде:

$$P_{ij}(t) = 1 - \prod_{\substack{\text{все } k \\ \text{такие, что } t_{ij,k} \leq t}} \hat{P}_{ij,k} = \prod_{\substack{\text{все } k \\ \text{такие, что } t_{ij,k} \leq t}} \frac{n_{ij,k} - 1}{n_{ij,k}} \quad (1)$$

где:

$t_{ij,k}$ – время до k -го вылета из состояния i в состояние j (расположено в порядке возрастания)

$n_{ij,k}$ – количество единиц в состоянии i непосредственно перед $t_{ij,k}$

= n – [количество отобранных единиц непосредственно перед $t_{ij,k}$]

– [количество единиц, перешедших в состояние j непосредственно перед

$t_{ij,k}]$

Имея исходную информацию, анализ множественных отказов подсистем космических аппаратов теперь может быть применен к данным об аномалиях на орбите и отказах 1584 космических аппаратов в выборке для получения непараметрических оценок \hat{P}_{ij} от P_{ij} .

Сколько существует непараметрических вычислений \hat{P}_{ij} ? Комбинаторика задачи множественных отказов включает в себя следующее: анализ нескольких состояний охватывает 11 подсистем космического аппарата и 4 состояния для каждой подсистемы (плюс одна неизвестная категория).

Поэтому теоретически для каждой подсистемы мы должны вычислить $4^2 = 16$ вероятностей перехода. Однако это число сокращается по следующим двум причинам:

-вероятность P_{ij} является зависимой переменной от всех P_{ij} ($i \neq j$) и не требует специального непараметрического вычисления. Следствием этого является то, что мы остаемся с $4^2 - 4 = 13$ (т. е. вероятностями перехода P_{ij} для оценки)

-при дополнительном допущении отсутствия перехода в направлении восстановления работоспособности переходы из частично несостоявшегося состояния в более высокое функциональное состояние устраняются, и $12 - (3 + 2 + 1) = 6$ вероятности перехода \hat{P}_{ij} оставлены для оценки для каждой подсистемы, как показано на рисунке 3.

С 11 подсистемами и 6 возможными переходами состояний для каждой подсистемы, подлежащей вычислению, существует 66 непараметрических вероятностей для оценки (исключая неизвестную категорию). Кроме того, для оценки 95% доверительного интервала требуются два (непараметрических) расчета для каждой вероятности перехода. В результате необходимо провести 198 непараметрических расчетов для полной характеристики отказоустойчивого поведения спутников в выборке с учетом количества подсистем и выявленных классов отказов. Такое увеличение вероятностей переходов, по сути, является одной из главных трудностей в статистической обработке отказов с несколькими состояниями по сравнению с простым (бинарным) анализом надежности и справедливо описывается в литературе как «проклятие измерения». Однако, как будет показано в скором времени, выводы, полученные в результате анализа отказов в нескольких состояниях, соответствуют этой дополнительной сложности.

На рисунке 5 приведен пример непараметрических вычислений. Показаны шесть вероятностей перехода подсистемы гироскопа / датчика / двигателя-маховика. На рисунке 5 показано следующее: например, после четырех лет пребывания на орбите вероятность перехода гиросистемы из состояния 4 в состояние 3 составляет примерно 4,8% (незначительная аномалия; кроме того, P_{43} упадет между 3,5% и 6,0% с 95% -ной уверенностью), 1,3% – из состояния 4 в состояние 2 (большая аномалия) и 0,3% – из состояния 4 в состояние 1 (полный отказ). Вероятности переходов P_{41} , P_{31} и P_{21} обеспечивают более тонкое разрешение в механизмах, приводящих к полной потере космического аппарата, в отличие от традиционных анализов надежности, которые объединяют эти перехо-

ды.

Несколько переходов между состояниями для различных подсистем отсутствуют в анализируемом здесь наборе данных. Например, для топливной системы/двигателя нет перехода, произошедшего между незначительной аномалией (состояние 3) и полным отказом (состояние 1) в наборе данных. В результате этот переход не подлежит статистическому анализу. Другие переходы также не встречаются в наборе данных, что сокращает общее число переходов до 48 и в общей сложности 144 непараметрических вычисления (исключая неизвестную категорию). Отсутствующие переходы можно увидеть в таблице 1 и таблице 2, отмеченных как «NA». Далее приводятся параметрические соответствия для всех этих вероятностей перехода.

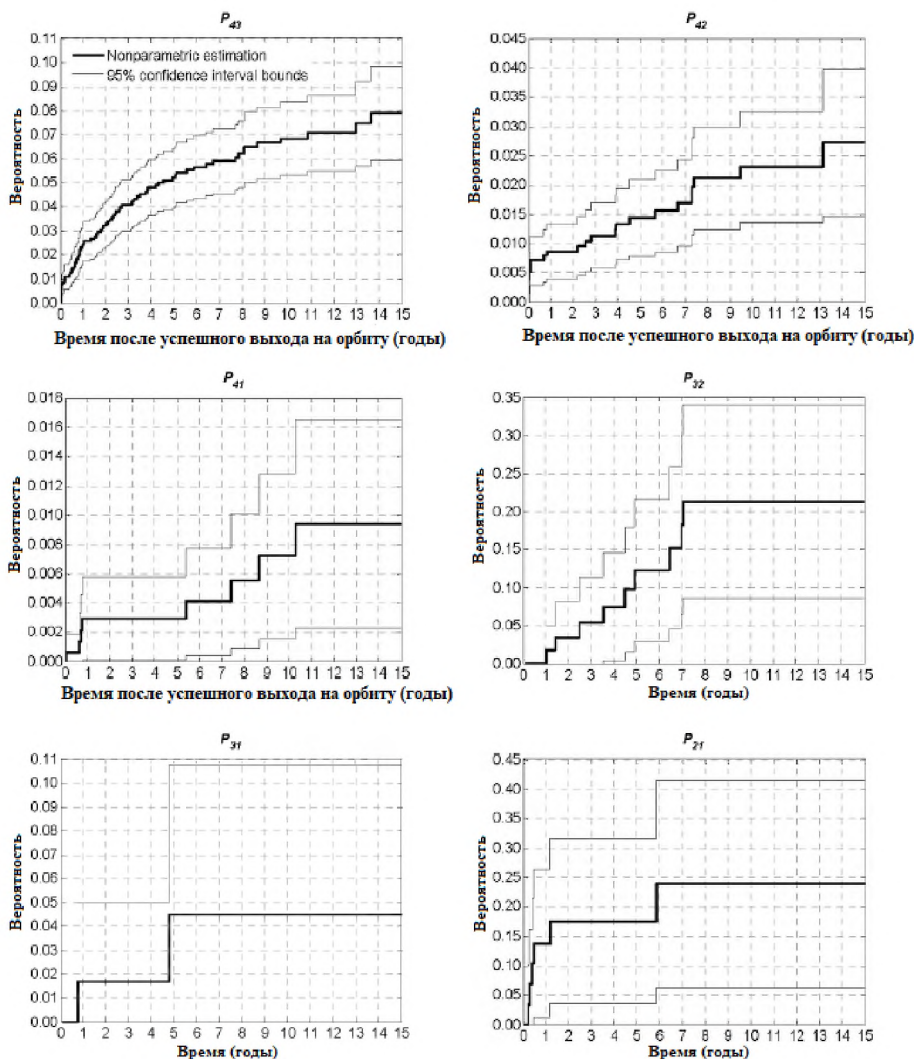


Рисунок 5 – Вероятности перехода для гироскопа

Параметрические модели Вейбулла. Поскольку интерес здесь представляет совокупная вероятность отказа (переход в деградированное состояние), параметры формы и масштаба ниже рассчитываются с помощью процедуры MLE и приведены в таблице 1 и таблице 2:

$$P_{ij}(t) = 1 - \exp \left[-\left(\frac{t}{\Theta}\right)^\beta \right] \quad (2)$$

Таблица 1 – Параметры Вейбулла для подсистем космических аппаратов P_{ij}
(β -измеряется в относительных единицах, Θ -задано в годах)

Гироскоп / Датчик / Двигатель-маховик			Топливная система/Двигатель			Антенна/Развертывание антенн		
P_{ij}	β	Θ	P_{ij}	β	Θ	P_{ij}	β	Θ
P_{43}	0.4731	2758	P_{43}	0.3827	171879	P_{43}	0.0019 *	
P_{42}	0.3685	336231	P_{42}	0.4763	8591	P_{42}	0.2468	436409190
P_{41}	0.5635	65547	P_{41}	0.3114	29975357	P_{41}	NA	
P_{32}	1.1950	33	P_{32}	0.6052	46	P_{32}	NA	
P_{31}	0.7551	546	P_{31}	NA		P_{31}	NA	
P_{21}	0.4653	134	P_{21}	0.2632	589300	P_{21}	NA	
ЦВМ			Механизмы / Конструкции / СОТР			Полезная нагрузка / бортовые данные / компьютер / транспондер		
P_{ij}	β	Θ	P_{ij}	β	Θ	P_{ij}	β	Θ
P_{43}	0.6585	3562	P_{43}	0.3840	4952368	P_{43}	0.4474	4065
P_{42}	NA		P_{42}	0.0060 *		P_{42}	0.4691	3170
P_{41}	NA		P_{41}	0.3572	19794952	P_{41}	0.6701	19171 ¹
P_{32}	0.5487	1056	P_{32}	NA		P_{32}	0.6647	8 ³
P_{31}	0.7231	45	P_{31}	NA		P_{31}	NA	
P_{21}	1 *		P_{21}	NA		P_{21}	0.2513	69439610 ¹

* Из-за постоянной формы непараметрической кривой подгонка Вейбулла в этих случаях не имеет смысла. Эти значения представляют собой вероятности перехода в течение 15 лет.

На рисунке 6 показаны непараметрические кривые (с 95% доверительным интервалом) для \hat{P}_{43} подсистемы гироскопа и \hat{P}_{42} топливной системы/двигателя, наложенные на соответствующие им смещение Вейбулла. Рисунке 6 дает визуальное подтверждение того, что распределения Вейбулла с параметрами MLE, приведенными в таблице 1, хорошо подходят для \hat{P}_{43} подсистемы гироскопа и \hat{P}_{42} топливной системы/двигателя. Аналогичные результаты получены и для других вероятностей перехода подсистем космического аппарата с использованием параметров Вейбулла, приведенных в таблице 1 и таблице 2.

Таблица 2 – Параметры Вейбулла для подсистем космического аппарата P_{ij}
(β – измеряется в относительных единицах, Θ – задано в годах)

Аккумуляторный элемент			Распределение электроэнергии			Развертывание солнечных батарей			
P_{ij}	β	Θ	P_{ij}	β	Θ	P_{ij}	β	Θ	
P_{43}	0.385 5	99468 25	P_{43}	0.366 3	13753 674	P_{43}	0.0015 *		
P_{42}	0.413 4	357357	P_{42}	0.352 6	11893 973	P_{42}	0.0040 *		
P_{41}	0.923 9	4431	P_{41}	0.521 5	144569	P_{41}	0.0013 *		
P_{32}	NA		P_{32}	1.132 9	38	P_{32}	NA		
P_{31}	NA		P_{31}	NA			P_{31}	NA	
P_{21}	0.235 3	1936	P_{21}	0.461 8	376	P_{21}	NA		
Работа солнечной батареи			Телеметрия, слежение и управление			Неизвестные			
P_{ij}	β	Θ	P_{ij}	β	Θ	P_{ij}	β	Θ	
P_{43}	0.321 6	32370 79	P_{43}	0.366 8	205920	P_{43}	NA		
P_{42}	0.472 4	4313	P_{42}	0.524 9	19577	P_{42}	0.376 6	0.3766	
P_{41}	0.252 7	3.45E 10	P_{41}	0.309 8	29482 835	P_{41}	0.402 0	0.4020	
P_{32}	0.726 8	16	P_{32}	0.227 3	390440	P_{32}	NA		
P_{31}	0.593 5	646	P_{31}	NA			P_{31}	NA	
P_{21}	0.430 7	4501	P_{21}	0.337 4	87	P_{21}	NA		

* Развертывание солнечной батареи – это одноразовое действие, и подгонка Вейбулла в данном случае не имеет смысла. Эти значения представляют собой вероятности перехода в течение 15 лет.

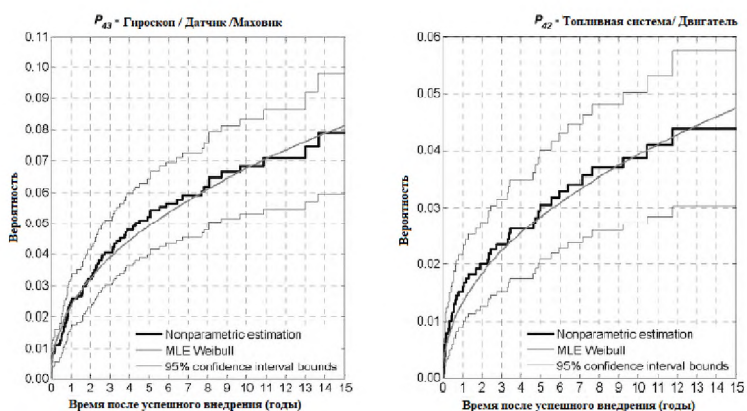


Рисунок 6 – Примеры непараметрических вероятностей перехода и смещения Вейбулла

Учитывая относительную сложность моделей подсистем, было разработано несколько тестов для проверки того, что параметрические модели были правильно выведены и что они отражают фактические данные на орбите. Вывод валидации заключается в том, что параметрические модели являются адекватными и исчерпывающими.

Обсуждение неопределенности и разброса доверительных интервалов. Для анализа надежности или множественного анализа неопределенность, возникающая в результате выбора данных (или отсутствия полного набора данных), фиксируется доверительными интервалами. Действительно, оценка Каплана-Мейера (для надежности или адаптированная для вероятностей перехода) дает максимально правдоподобную оценку, но не информирует о дисперсии вокруг этой оценки. Как следствие, необходимо построить доверительные интервалы для отображения неопределенности, связанной с наилучшей оценкой, и их анализ дает интересные наблюдения. Заметим, что разброс доверительных интервалов увеличивается со временем, как это видно, например, на рисунке 5 (вероятности перехода между состояниями для подсистемы гироскопа). В случае множественного анализа вероятность перехода между полностью работоспособным состоянием и состоянием малой аномалии, P_{43} , для гиросистемы рассеивается на интервале 1,6 процентного пункта после 1 года на орбите, в то время как она рассеивается на интервале 3,9 процентного пункта после 15 лет на орбите. Это является прямым результатом уменьшения размера выборки со временем, поскольку все больше космических аппаратов выходят из строя или удаляются из выборки. Разброс доверительных интервалов остается небольшим и показывает, что эти результаты надежности и множественных отказов являются точными.

Еще одно наблюдение о неопределенности в многопозиционном анализе можно увидеть на рисунке 5: в случае системы гироскопа разброс доверительных интервалов больше для P_{32} , P_{31} и P_{21} , чем для любых вероятностей перехода из полностью рабочего состояния S4 (P_{43} , P_{42} и P_{41}). Например, максимальное распространение доверительного интервала составляет около 11 процентных пунктов для P_{31} , в то время как максимальное распространение для P_{42} составляет около 2,5 процентных пунктов. Это является прямым следствием разницы в размере выборки для получения вероятностей перехода: для переходов из S4 выборка состоит из всех 1584 космических аппаратов в выборке, в то время как выборка для переходов из S3 и S2 сводятся к тем космическим аппаратам среди 1584 космических аппаратов, которые эффективно перешли в эти состояния после исходной выборки. В случае гироскопа 62 космических аппарата перешли в состояние малой деградации (S3), а 30-в состояние большой деградации (S2). Аналогичная тенденция наблюдается и для всех рассматриваемых в данной работе систем космических аппаратов. Влияние этой неопределенности на вероятности пребывания в деградированных состояниях уменьшается из-за малого числа космических аппаратов, которые подвергаются этим переходам. Уменьшение неопределенности (уменьшение разброса доверительных интервалов) может быть достигнуто путем сбора более точных и полных данных о деградации и отказе подсистем космических аппаратов для этих состояний с улучшенным мониторингом состояния работоспособности космических аппаратов или

проведением ускоренных испытаний жизненного цикла.

Результаты множественных и дальнейших симуляции в этой работе ограничиваются наилучшими оценками этих вероятностей. Распространение их неопределенности на конечные результаты может принести дополнительную информацию о деградации и отказе различных рассматриваемых космических систем и может стать плодотворным путем для будущих улучшений.

Сравнительный анализ надежности и многофазные отказы космических аппаратов.

Пример топливной системы и двигателя. В этой статье приведены полные результаты множественных отказов, полученные в результате моделирования, для конкретной подсистемы космического аппарата: топливной системы и двигателя. Эта подсистема была выбрана потому, что ее анализ отказов в нескольких состояниях четко определяет ключевые идеи, которые не могут быть захвачены традиционным (бинарным) анализом надежности.

Топливная система является основной причиной отказов космических аппаратов, особенно в первые годы их службы. Например, за первый год на орбите 20% всех отказов космических аппаратов происходят из-за двигателей и топливных систем. За первые 10 лет на орбите 13% всех отказов космических аппаратов происходит из-за этих же систем. На рисунке 7 слева показана кривая надежности и вероятность нахождения в состоянии 4, то есть вероятность полной работоспособности топливной системы и двигателя. Кривая надежности, или функция выжившего, представляет вероятность того, что подсистема не находится в отказавшем состоянии 1. Справа на рисунке 7 показаны различные вероятности нахождения в деградированных состояниях от состояния 1 до состояния 3.

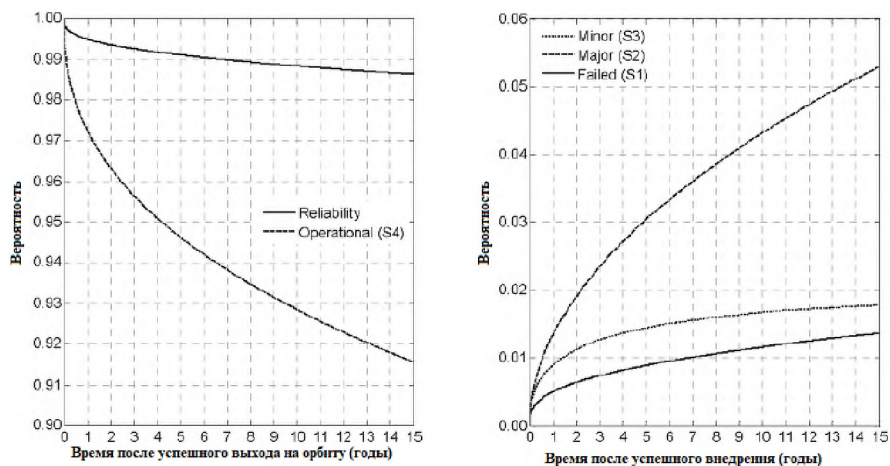


Рисунок 7 – (слева) Надежность и вероятность полной работоспособности и (справа) вероятности ухудшения состояния систем двигателя / топлива

На рисунке 7 показано важное различие, которое проводится при анализе отказов в нескольких состояниях, но которое не может быть зафиксировано тра-

диционным (бинарным) анализом надежности, а именно различие между состоянием полной работы и состоянием неполного отказа. Чтобы прояснить этот момент, рассмотрим следующее: две левые кривые на рисунке 7 разделены отчетливым и растущим разрывом, с разницей примерно в 7 процентных пунктов при $t = 15$ лет. Верхняя кривая надежности показывает, что подсистема надежна на 98,5% через 15 лет, то есть вероятность того, что подсистема будет работоспособна (не сломана) 98,5%, в то время как анализ отказов в нескольких состояниях (нижняя кривая) показывает, что подсистема будет полностью работоспособна только на 91,5% через 15 лет.

Различие между этими двумя вероятностями системы, занимающей различные состояния (полностью работоспособные и не полные состояния отказа), заключается, конечно, в частичных отказах, которые вводятся и исследуются при анализе отказов в нескольких состояниях. Вероятности занятия любого из состояний отказа в течение 15 лет показаны справа на рисунке 7 и читаются следующим образом. Например, при $t = 10$ лет существует вероятность 1,7%, что подсистема находится в состоянии малой аномалии (S3), 4,4%, что подсистема находится в состоянии большой аномалии (S2)—эти состояния и вероятности не видны традиционному анализу надежности - и 1,1%, вероятность что подсистема полностью вышла из строя (S1). Эта последняя вероятность фактически является дополнением надежности подсистемы (кривая отказа справа на рисунке 7 является дополнением кривой надежности слева на рисунке 7).

Наиболее интересной особенностью анализа множественных отказов этой подсистемы является динамика деградированных состояний и особенно вероятность нахождения в основном аномальном состоянии (S2). Вероятность нахождения в состоянии малой аномалии невелика (менее 2%), тогда как вероятность нахождения в состоянии большой аномалии значительно выше, непрерывно увеличиваясь с годами и в конечном итоге достигая примерно 5% через 15 лет. Быстрое увеличение вероятности перехода в состояние 3 (крупная аномалия) в первые годы можно назвать «тяжелой деградацией» двигателя/ топливной системы, как множественный аналог концепции младенческой смертности в традиционном анализе надежности.

Таким образом, когда двигатель/ топливная система (частично) выходит из строя, она, скорее всего, «выйдет из строя сильно», то есть с переходом в основное аномальное/деградационное состояние (S2).

Двигатель/ топливная система ранее была идентифицирована как одна из главных виновниц сбоев космических аппаратов. Настоящий анализ отказов в нескольких состояниях также показывает, что эта подсистема испытывает значительные ухудшения в своей функциональности на орбите. Это дает дополнительные указания производителям космических аппаратов и поставщикам оборудования сосредоточить свое внимание на совершенствовании двигателя/ топливной системы и, в более общем плане, на подсистемах, которые либо приводят к отказам космических аппаратов, либо имеют высокую склонность к серьезным разрушениям.

Выводы. В этой статье представлен анализ отказов подсистем космических аппаратов в нескольких состояниях. Анализ отказов в нескольких состоя-

ниях вводит «деградированные состояния» или частичные отказы и дает дополнительную информацию о поведении отказа и деградации элемента. В этой работе была создана формальная теоретическая основа для проведения анализа отказов в различных состояниях и применена для сбора информации о деградации подсистем космических аппаратов. Показано, что полученные модели адекватно отражают характеристики отказов подсистем в различных состояниях. Таким образом, результаты анализа отказов в нескольких состояниях могут быть использованы для дальнейшего детального изучения «физики аномалий и отказов» отдельных подсистем космического аппарата и направления технических усилий на выявление режимов отказов подсистем и их устранение.

Литература

1. Ветошкин А.Г. Обеспечение надежности и безопасности в техносфере: учебное пособие // Издательство «Лань». 236 стр. 2020.
2. Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надежность летательных аппаратов // М.: Высшая школа. 1975. 296 с.
3. Кринецкий Е.И., Александровская Л.Н. Летние испытания систем управления летательными аппаратами // М.: Машиностроение. 1975. 193 с.
4. Свешников А.А. Прикладные методы теории случайных функций // М.: Наука. 1968. 464 с.